

Perancangan dan Implementasi Kontroler PID *Gain Scheduling* untuk Gerakan Lateral *Way-to-Way Point* pada UAV *Quadcopter*

Tri Awan Nusa Putra, Katjuk Astrowulan, dan Rusdhianto Effendi A.K.

Jurusan Teknik Elektro, Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS)

Jl. Arief Rahman Hakim, Surabaya 60111

e-mail: katjuk@ee.its.ac.id

Abstrak—*Quadcopter* diharapkan dapat bergerak secara lincah dan efektif menyusuri lintasan horisontal. Berdasarkan hukum fisiknya, gerak lateral dapat terjadi karena adanya daya angkat dan terjadinya perubahan sudut dari *quadcopter* tersebut. Mengacu pada hal tersebut, sudut-sudut gerak pada *quadcopter* akan menjadi parameter untuk gerak maju atau menyamping yang secara langsung juga berpengaruh pada gerak vertikal.

Pada saat proses *hover* atau melayang, adalah saat yang paling riskan pada *quadcopter*. Sehingga pengaturan *hover* dari *quadcopter* menjadi prioritas pada riset ini, karena apabila terjadi kesalahan *hover* akan menyebabkan perubahan gerak terhadap sumbu X, Y maupun Z.

Pada tugas akhir ini digunakan kontroler PID dan metode *gainscheduling* dengan nilai parameter penguatan yang diperoleh secara eksperimental untuk pengaturan gerak lateral menyusuri lintasan.

Apabila menggunakan metode PID biasa, maka diperoleh penurunan ketinggian yang drastis hingga 50% dari total ketinggian *quadcopter*, namun apabila menggunakan metode PID *GainScheduling*, pada simulasi hanya terjadi penurunan ketinggian sebesar 0,35% dan saat implementasi mengalami sekitar 10% dari total ketinggian yang dicapai.

Kata Kunci— *Gain Scheduling*, *Hover*, *Lateral*, *PID*, *Quadcopter*.

I. PENDAHULUAN

Unmanned Aerial Vehicle (UAV) atau pesawat terbang tanpa awak, saat ini memiliki peranan dan aplikasi yang semakin berkembang, di antaranya dalam bidang militer, ilmu kebumih untuk mengambil citra suatu wilayah, dan bidang lainnya.

Quadcopter adalah pengembangan dari helikopter yang dilengkapi dengan empat rotor yang akan menciptakan gaya translasi vertikal sehingga memungkinkan pesawat mendarat atau tinggal landas dari landasan yang sempit atau tidak terlalu luas.

Gerak lateral pada *quadcopter* terjadi dikarenakan adanya daya angkat dan perubahan sudut. Sehingga, dapat disimpulkan sinyal kontrol bergantung pada sudut *quadcopter* dan evaluasi gerak translasi. Terdapat beberapa metode untuk mengatasi hal tersebut, antara lain dengan metode *gain scheduling* yang digunakan untuk perubahan parameter.

II. TEORI PENUNJANG

Quadcopter adalah pengembangan dari helikopter dengan empat buah rotor yang terpasang pada sumbu silang simetris. Dengan beberapa macam kombinasi mode atau susunan, dapat kombinasi frame X, + atau V.

Kombinasi frame X memiliki mode dua motor sebagai bagian depan dan dua motor pada bagian belakang. Untuk mode + (*plus*), akan membentuk seperti tanda positif yaitu satu motor depan, dua motor sebagai kiri dan kanan serta satu motor lagi dibelakang. Untuk kombinasi V mirip dengan X hanya saja sudut yang dibentuk pada bagian depan dibuat lebih lebar dari sudut pada bagian belakang.



Gambar. 1. *Quadcopter* Mode *Plus*

Pada konfigurasi *plus* (+), propeler depan dan belakang akan berputar searah jarum jam, sedangkan untuk propeler kiri kanan akan berputar berlawanan arah jarum jam. Perubahan kecepatan pada keempat motor akan menyebabkan gerak vertikal (*throttle*) atau gerak translasi pada sumbu Z, sedangkan dengan perubahan kecepatan pada salah satu baling-baling entah itu kiri atau kanan akan tercipta gerak rotasi *roll* dan perubahan gerak translasi pada sumbu Y. Perubahan kecepatan pada salah satu propeler depan atau belakang akan menyebabkan gerakan rotasi *pitch* dan perubahan gerak translasi pada sumbu X. Apabila mengubah kecepatan dua motor sekaligus, depan-belakang dipercepat

dan kiri-kanan diperlambat atau sebaliknya akan menyebabkan gerak rotasi *yaw*.

A. Kinematika Quadrotor [1] [2]

Dari analisis kinematika dan dinamika diperoleh Persamaan model matematika dari *quadcopter* seperti pada persamaan 1 hingga Persamaan 5 :

$$\ddot{X} = \frac{U_1}{m} (\cos \Psi \sin \theta \cos \phi + \sin \Psi \sin \phi) \quad (1)$$

$$\ddot{Y} = \frac{U_1}{m} (\sin \Psi \sin \theta \cos \phi - \cos \Psi \sin \phi) \quad (2)$$

$$\ddot{Z} = -g + \frac{U_1}{m} (\cos \theta \cos \phi) \quad (3)$$

$$\dot{p} = \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} qr - \frac{I_r}{I_{xx}} q\Omega + \frac{U_2}{I_{xx}} \quad (4)$$

$$\dot{q} = \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} pr + \frac{I_r}{I_{yy}} q\Omega + \frac{U_2}{I_{yy}} \quad (5)$$

$$\dot{r} = \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} pq + \frac{U_4}{I_{zz}} \quad (6)$$

Dengan melihat secara sederhana pada Persamaan 3, 4, 5 dan 6, posisi pada sumbu Z, dan posisi sudut *roll*, *pitch*, *yaw* dapat dikontrol secara langsung, berturut-turut dengan menggunakan U_1 , U_2 , U_3 , dan U_4 . Kontrol pada posisi maju (X), dan menyamping (Y) dapat dilakukan dengan mengatur sudut *pitch* dan (*-roll*) dengan syarat gaya angkat (U_1) tidak sama dengan nol.

Nilai *input* dari *quadcopter* merupakan gaya angkat tiap propeler yang dimodelkan secara teoritis sebagai berikut:

$$U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (7)$$

$$U_2 = bl(-\Omega_2^2 + \Omega_4^2) \quad (8)$$

$$U_3 = bl(-\Omega_1^2 + \Omega_3^2) \quad (9)$$

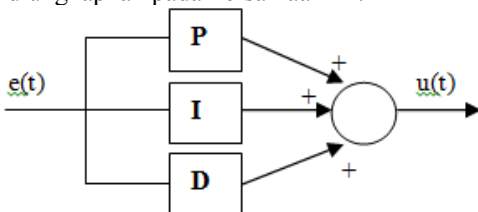
$$U_4 = d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (10)$$

$$\Omega = -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4 \quad (11)$$

dengan nilai b adalah konstanta *thrust*, l adalah lebar frame dan d adalah konstanta *drag* dari *quadcopter*.

B. Kontrol PID[3] [4]

Kontroler PID merupakan suatu metode kendali yang dibentuk dari gabungan tiga tipe kontroler, yaitu proporsional, integral, dan *derivative*. PID adalah kontroler yang sangat sering digunakan dengan basis *feedback negative*. Kontroler PID diungkapkan pada Persamaan 12.



Gambar. 2. Diagram Blok Kontroler PID

$$u(t) = K_p(e(t) + \frac{1}{T_i} \int_0^t e(t)dt + T_d \frac{de(t)}{dt}) \quad (12)$$

C. Gain Scheduling[5]

Nilai *gain scheduling* bergantung pada nilai *gain* dari variabel. Apabila diimplementasikan pada PID, maka fungsi alihnya akan menjadi :

$$u(t) = K_p(z(t))(e(t) + K_i(z(t)) \int_0^t e(t)dt + K_d(z(t)) \frac{de(t)}{dt}) \quad (13)$$

Variabel “ z ” yang berubah kontinyu terhadap waktu akan mempengaruhi nilai dari *gain* kontroler PID. Untuk mendapatkan nilai parameter dari kontroler PID pada awalnya adalah dengan membagi variabel menjadi beberapa nilai operasi, sehingga akan tercipta beberapa sampel dengan nilai penguatan yang berbeda-beda sesuai kebutuhan sistem.

III. PERANCANGAN SISTEM

A. Spesifikasi Sistem

Quadcopter sebagai pesawat tanpa awak yang dapat bergerak dengan 6 dof (*degree of freedom*), terdiri dari 3 dof rotasi dan 3 dof translasi, akan dibuat menjadi spesifikasi sistem tertentu secara *hardware* maupun simulasi yang dapat diuraikan sebagai berikut:

- Quadcopter* dapat bergerak 6 derajat kebebasan, dan dapat mengikuti gerak translasi pada sumbu X maupun sumbu Y.
- Quadcopter* dapat digerakkan secara manual dengan menggunakan *remote control*.
- Quadcopter* dapat melakukan *auto-level* saat mode stabil diaktifkan.
- Data-data sensor dan aktuator dikirimkan ke *ground station*.

B. Perancangan dan Implementasi Perangkat Keras

Perancangan perangkat keras pada tugas akhir ini terdiri dari dua bagian yaitu rancang bangun mekanik *quadcopter* dan desain sistem elektronik.

1. Desain Mekanik *Quadcopter*

Sistem mekanik yang baik akan mendukung pergerakan *quadcopter* menjadi lebih baik. Oleh karena itu perancangan mekanik dalam hal ini *frame* dan kedudukan motor harus proporsional dengan titik beban *quadcopter*.

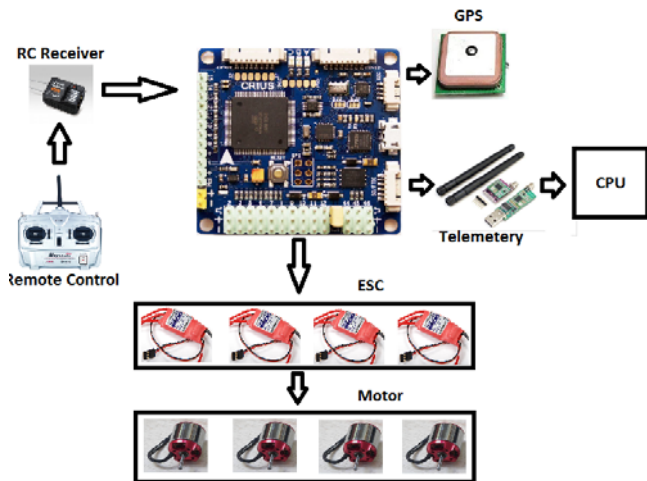


Gambar. 3. Hasil Desain Mekanik *Quadcopter*

2. Desain Sistem Elektronik

Sistem elektronika yang ada pada *quadcopter* terdiri atas sistem kontroler yang berupa *flight controller* yang sudah terdiri dari beberapa sensor, terutama *gyroscope* dan

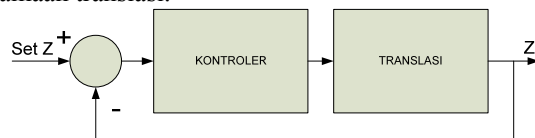
accelerometer. Sistem elektronika juga dirancang mampu mengirimkan data ke *ground station*. Perancangan keseluruhan dari sistem elektronika dari *quadcopter* ditunjukkan pada Gambar 4.



Gambar. 4. Rancangan Sistem Elektronika *Quadcopter*

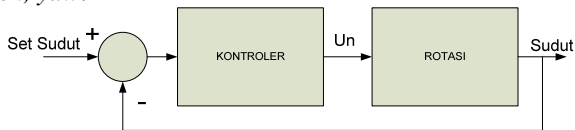
C. Perancangan Kontroler PID [3] [4]

Dengan mengkategorikan Persamaan 1, 2 dan 3 sebagai persamaan translasi dan Persamaan 4, 5, dan 6 sebagai persamaan rotasi, dapat disimpulkan untuk pengaturan ketinggian, yang akan dikendalikan adalah gaya *thrust* pada persamaan translasi.



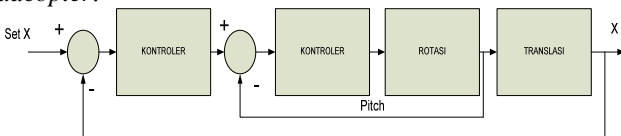
Gambar. 5. Diagram Blok Pengaturan Ketinggian

Secara langsung, pengendalian sudut *roll*, *pitch* dan *yaw* dapat dilakukan dengan mengendalikan torsi U_2 dan U_3 . Dari diagram blok yang disajikan pada Gambar 6, sudut adalah *roll*, *pitch*, *yaw*.

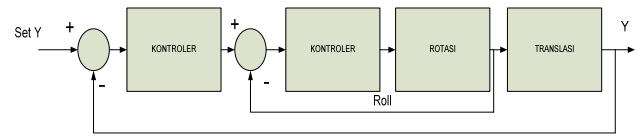


Gambar. 6. Diagram Blok Pengaturan Sudut

Dari persamaan X dan Y, gerak translasi pada sumbu X dan sumbu Y quadrotor dipengaruhi oleh gaya *thrust* dan dapat dikendalikan dengan mengatur sudut *pitch* dan *roll* dari *quadcopter*.



Gambar. 7. Diagram Blok *Cascade* Sumbu X



Gambar. 8. Diagram Blok *Cascade* Sumbu Y

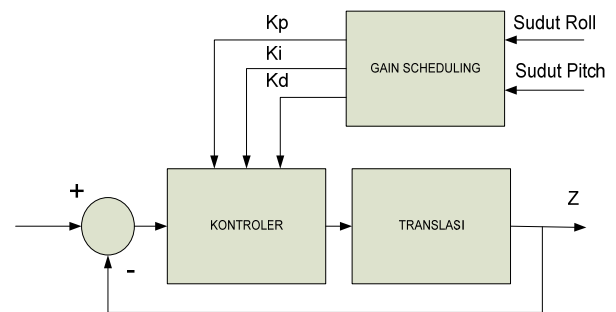
Hasil *tuning* kontroler PID diperoleh parameter seperti pada Tabel 1.

Tabel 1.
Parameter Kontroler

	Z	Roll	Pitch	Yaw	X	Y
Kp	20,000	10,000	10,000	10,000	0,010	0,010
Ki	0,010	0,001	0,001	1,000	0,000	0,000
Kd	80,000	3,000	3,000	4,000	0.060	0,060

D. Perancangan Gain scheduling [5]

PID *gainscheduling* akan memberikan nilai parameter kontrol bergantung dari variabel lain, pada kasus ini adalah sudut *pitch* dan *roll*.



Gambar. 9. Diagram Blok *Gain Scheduling* pada Gerak Translasi Z

Dengan melihat pada Persamaan 3, posisi pada sumbu Z dapat dikontrol secara langsung, berturut-turut dengan menggunakan nilai U_1 . Selain itu hal yang juga berpengaruh adalah nilai gaya gravitasi dan juga nilai sudut *roll* dan sudut *pitch* yang dilambangkan dengan ϕ (ϕ) dan θ (θ).

Jadi saat nilai sudut *roll* dan *pitch* akan digunakan sebagai nilai operasi, maka variabel h adalah nilai yang menyebabkan adanya perubahan model matematis pada *quadcopter*. Maka Persamaan 14 menunjukkan nilai h berdasarkan sudut *roll* dan *pitch* untuk gerak translasi pada sumbu X dan sumbu Y.

$$h = \cos \theta \cos \phi \quad (14)$$

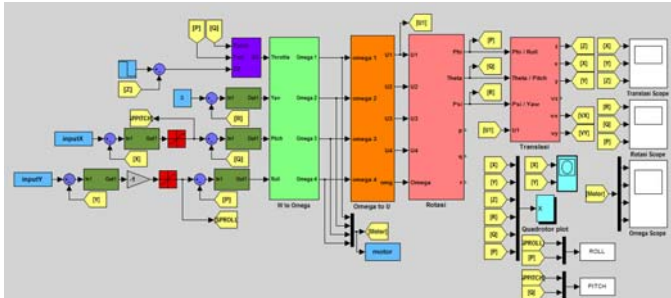
Pada Tabel 2 ditunjukkan nilai parameter kontroler yang akan digunakan sesuai dengan nilai operasi dari *quadcopter* yang dibagi menurut sudut *pitch* dan *roll*.

Tabel 2.
Parameter Kontroler *Gain Scheduling*

	Pitch > 0.04 dan Roll > 0.01	-0.04 <= Pitch <= 0.04 dan -0.01 <= Roll <= 0.01	Pitch < -0.04 dan Roll < -0.01
Kp	75,00	20,00	90,00
Ki	0,01	0,01	0,01
Kd	250,00	80,00	200,00

IV. PENGUJIAN DAN ANALISA

Simulasi kontrol gerak translasi dan rotasi pada *quadcopter* diberikan masukan *step* untuk translasi Z, dan juga masukan yang diperoleh dari *workspace* sebagai titik-titik lintasan yang akan dilalui oleh *quadcopter*. Bentuk simulasi ditunjukkan pada Gambar 10.

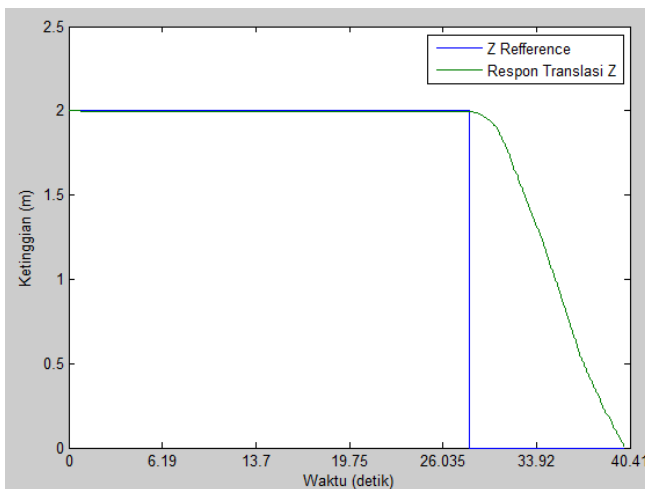


Gambar. 10. Simulasi Gerak *Quadcopter*

A. Simulasi

Pada simulasi, dengan menggunakan nilai parameter kontroler PID konstan pada Tabel 1 dan Tabel 2 diperoleh respon translasi dan rotasi seperti yang ditunjukkan pada Gambar 11 hingga Gambar 15.

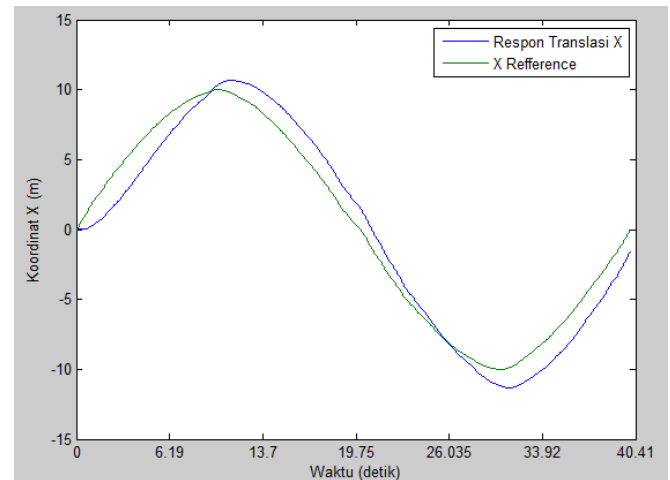
Gambar 11 merupakan respon translasi pada sumbu Z dan hanya mengalami sedikit penurunan ketinggian pada awal-awal simulasi saat *quadcopter* memberikan rasio sudut *roll* dan *pitch*.



Gambar. 11. Respon Translasi Z

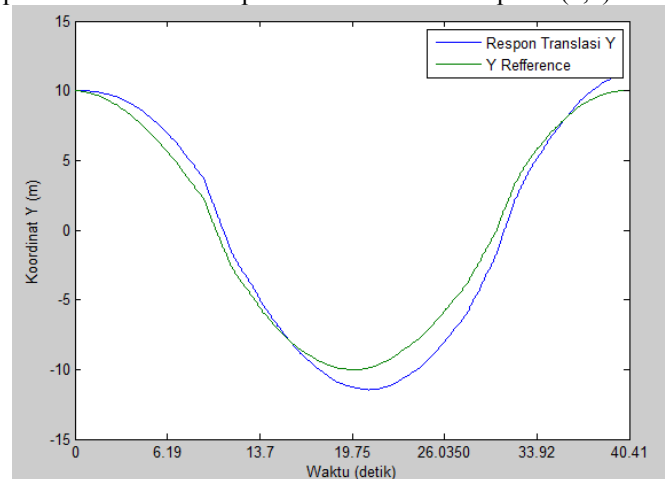
Pada hasil simulasi gerak translasi sumbu Z, diperoleh penurunan ketinggian sekitar 0,35% dari total ketinggian yang dicapai *quadcopter* pada rentang waktu 0 hingga 6,19 detik. Nilai awal untuk ketinggian pada simulasi dibuat 2 meter.

Pada Gambar 12, menunjukkan hasil respon translasi sumbu X saat *quadcopter* melakukan gerak lateral (membentuk lintasan lingkaran). Masukan atau *X reference* menggunakan *workspace* dan dibuat nilai awal untuk koordinat *quadcopter* pada sumbu X berada pada titik pusat (0,0).



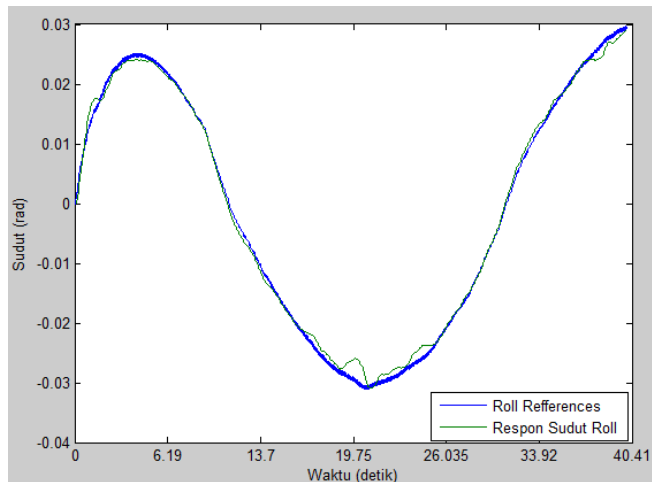
Gambar. 12. Respon Translasi X

Pada Gambar 13, menunjukkan hasil respon translasi sumbu Y saat *quadcopter* melakukan gerak lateral (membentuk lintasan lingkaran). Masukan atau *Y reference* menggunakan *workspace* dan dibuat nilai awal untuk koordinat *quadcopter* pada sumbu Y berada pada 10 meter dari titik pusat (0,0).

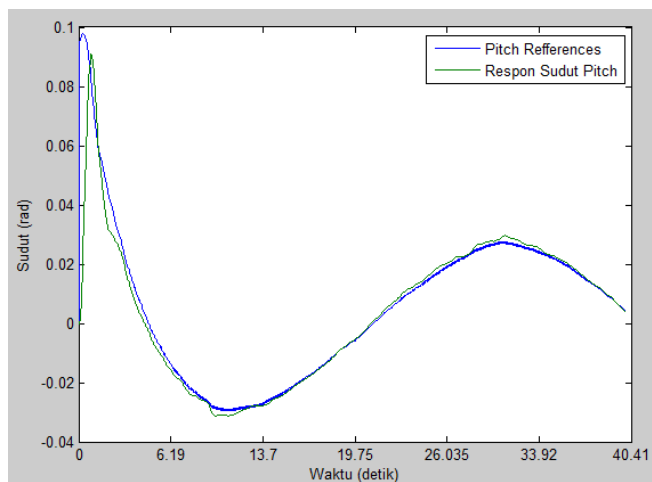


Gambar. 13. Respon Translasi Y

Gambar 14 dan 15 menunjukkan hasil respon dari sudut *roll* saat melakukan gerakan lateral. Di mana, nilai *roll* dan *pitch* harus mengikuti sinyal referensi dari hasil sinyal kontrol yang diperoleh dari kontroler PID untuk gerak translasi pada sumbu X dan sumbu Y, dikarenakan pada gerak translasi sumbu X dan translasi sumbu Y adalah sistem *cascade* di mana diagram blok rotasi (*roll* dan *pitch*) berada di dalam diagram blok translasi.

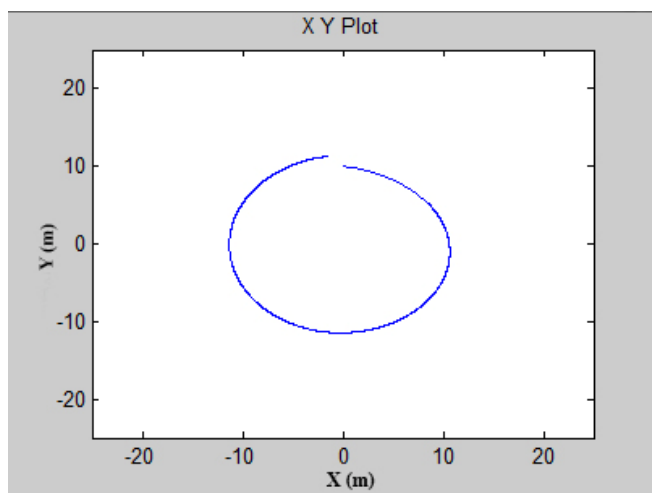


Gambar 14. Respon Sudut Roll



Gambar 15. Respon Sudut Pitch

Gambar 16 merupakan hasil *plot* dari pergerakan lateral *quadcopter* untuk membentuk lintasan melingkar.

Gambar 16. Hasil Plot Lintasan *Quadcopter*

B. Implementasi

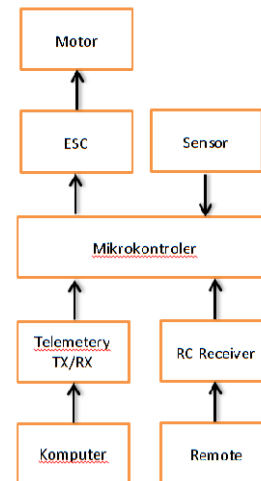
Perancangan *Quadcopter* secara implementasi dilakukan dengan nilai parameter kontrol yang berbeda dengan simulasi, dikarenakan variabel saat melakukan implementasi lebih

kompleks daripada simulasi. Nilai parameter kontrol saat implementasi ditunjukkan pada Tabel 3.

Tabel 3.
Parameter Kontroler Untuk Implementasi

	Roll	Pitch	Yaw
Kp	2,5	2,5	4,5
Ki	0,1	0,1	0,0

Pada Gambar 17 ditampilkan arsitektur sistem saat dilakukan implementasi gerak lateral *quadcopter*.

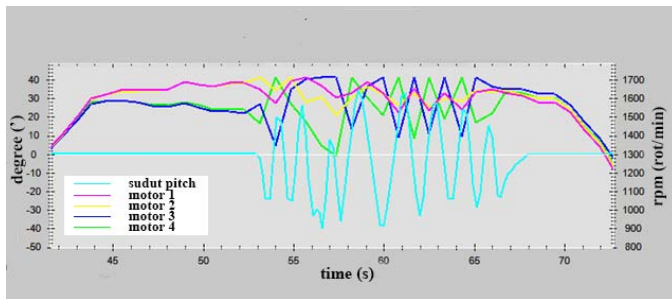


Gambar 17. Arsitektur Sistem

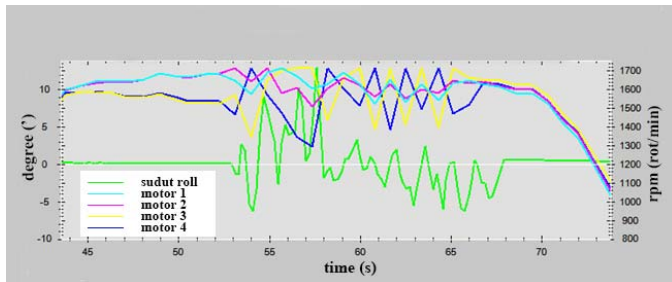
Implementasi terbang *quadcopter* masih dilakukan secara manual dan masih diperoleh penurunan ketinggian saat *quadcopter* melakukan gerak *pitch* atau *roll* secara intens. Penurunan ketinggian *quadcopter* kurang lebih sebesar 10% saat melakukan gerak lateral dikarenakan *quadcopter* tidak dilengkapi dengan sensor untuk menghitung ketinggian, sehingga mikrokontroler tidak memperoleh *feedback* yang cukup untuk melakukan kontrol yang stabil.

Gambar 18. Uji Coba Terbang *Quadcopter*

Pada Gambar 19 dan 20 ditampilkan respon keempat buah motor saat memperoleh gerak *pitch* dan *roll*. Pengambilan data dilakukan melalui *groundstation*.



Gambar. 19. Evaluasi Parameter Kontroler Pitch



Gambar. 20. Evaluasi Parameter Kontroler Roll

V. KESIMPULAN/RINGKASAN

Dari penelitian Tugas Akhir yang telah dilaksanakan dapat disimpulkan bahwa:

1. Pada simulasi, kontroler PID *GainScheduling* dapat digunakan untuk gerak lateral *way-to-way point* untuk mengatasi penurunan ketinggian *quadcopter* dengan nilai parameter kontroler yang ada pada Tabel 1 dan Tabel 2.
2. Pada simulasi, dengan menggunakan kontroler PID saja, *quadcopter* mengalami penurunan ketinggian hingga 3,5%, dan apabila menggunakan teknik *gainscheduling* penurunan ketinggian *quadcopter* hanya 0,35%.
3. Pada implementasi masih diperoleh penurunan ketinggian sekitar 10% dari total ketinggian yang dicapai dikarenakan tidak dilengkapi dengan sensor ketinggian.

DAFTAR PUSTAKA

- [1]. Spong, Mark W., Vidyasagar, M., "Robot Dynamics and Control, John Wiley and Sons, 1989."
- [2]. Tommaso Bresciani, "Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter". Department of Automatic Control Lund University, *Thesis*, 2008.
- [3]. Astrom, K., Hagglund, T., "PID Controllers: Theory, Design, and Tuning", Instrument Society of America, 1995.
- [4]. Gamayanti, Nurlita, "Diktat Mata Kuliah Dasar Sistem Pengaturan", Teknik Sistem Pengaturan, Jurusan Teknik Elektro FTI-ITS, Surabaya, 2010.
- [5]. Rugh, Wilson J., Shamma, Jeff S., "Research on Gain Scheduling", *Automatica* 36 1401-1425, 2000.